

Міністерство освіти і науки України  
Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

**НЕКРАСОВА МАРІЯ ВОЛОДИМИРІВНА**

УДК 629.734.7

**ГІБРИДНА ІНЕРЦІАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА ДЛЯ ОБ'ЄКТІВ З  
ВИСОКОЮ КУТОВОЮ ДИНАМІКОЮ**

Спеціальність 05.11.03 – гіроскопи та навігаційні системи

Автореферат  
дисертації на здобуття наукового ступеня  
кандидата технічних наук

Київ – 2019

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана на кафедрі комп'ютерного моделювання процесів та систем Національного технічного університету "Харківський політехнічний інститут" Міністерства освіти і науки України.

**Науковий керівник:** доктор технічних наук, доцент  
**Успенський Валерій Борисович**,  
Національний технічний університет  
"Харківський політехнічний інститут",  
професор кафедри комп'ютерного моделювання  
процесів та систем

**Офіційні опоненти:** доктор технічних наук,  
**Черняк Сергій Іванович**,  
КП СПБ «Арсенал» (м. Київ), Державне космічне  
агентство України, головний конструктор напрямку

кандидат технічних наук, доцент  
**Аврутов Вадим Вікторович**,  
Національний технічний університет України  
"Київський політехнічний інститут імені Ігоря  
Сікорського", доцент кафедри приладів і систем орієнтації  
та навігації

Захист відбудеться « 29 » листопада 2019 р. о 14<sup>30</sup> годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.002.07 у Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»: 03056, м. Київ, пр-т Перемоги, 37, корп. 1, ауд. 317.

З дисертацією можна ознайомитися у бібліотеці Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», за адресою: 03056, м. Київ, пр-т Перемоги, 37.

Автореферат розісланий «    » жовтня 2019 р.

Вчений секретар  
спеціалізованої вченої ради  
Д 26.002.07, д.т.н., проф.



Ю. В. Киричук

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Актуальність теми.** Завдяки успіхам глобальних радіонавігаційних супутникових систем в теперішній час основною тенденцією розвитку навігаційного обладнання є створення, вдосконалення та застосування так званих інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем (ІСНС). В таких системах інформація з інерціальної підсистеми стандартної комплектації (три акселерометри та три гіроскопи) комплексується з даними від приймача сигналів супутникових радіонавігаційних систем. Це забезпечує довготривалу високу точність повноцінних навігаційних визначень навіть при використанні грубих інерціальних датчиків невисокої вартості.

Однак в умовах високих динамічних характеристик руху об'єкта корекція від супутникової інформації в ІСНС не завжди зберігає свою ефективність. В цьому випадку єдиним надійним датчиком для бортової системи автоматичного управління рухом залишається інерціальна підсистема, для якої також існують певні обмеження. Зокрема, під час перманентного швидкого обертання об'єкта навколо поздовжньої осі навіть при використанні надточних гіроскопів швидко і необмежено накопичується помилка визначення кута крену, що не дозволяє використовувати таку інформацію для управління. Таким чином, конструктивне й алгоритмічне вдосконалення інерціальних навігаційних систем, що не пов'язане з суттєвим подорожчанням систем, але таке, що дозволяє їх використовувати для об'єктів з високою динамікою, є важливою науковою та технічною задачею.

В даній роботі для забезпечення якісної навігації в умовах динамічних рухів об'єкту обраний шлях додаткового застосування надлишкової системи акселерометрів (АК), спеціальним чином розташованих в типовій конструкції безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС). Завдяки такій системі АК в умовах надмірної кутової швидкості об'єкту можливо отримувати досить точну її оцінку, яка використовується в подальших алгоритмах обробки інформації. Вказаний підхід притаманний так званим безгіроскопним, або акселерометричним БІНС (АБІНС). На користь вибору надлишкової системи АК як засобу розв'язання основної задачі дослідження говорить також сучасна тенденція до мініатюризації акселерометрів, підвищення їх точності при невисокій вартості.

Таким чином, для поширення області застосування навігаційних систем у напрямку об'єктів з високою кутовою динамікою пропонується використовувати інерціальну систему, що містить як гіроскопічні, так і надлишкову кількість акселерометричних вимірювачів, і в якій, в залежності від умов руху, використовуються або звичайні алгоритми інерціального числення, або такі, що притаманні АБІНС. Додатково в такій системі передбачається також можливість корекції розширеного вектору стану за рахунок супутникової інформації. Такі інерціальні навігаційні системи будемо називати **гібридними** інерціальними навігаційними системами (ГІНС), маючи на увазі поєднання в них ідеології гіроскопної та безгіроскопної БІНС.

Основна увага в роботі зосереджена на розробці, дослідженні та вдосконаленні алгоритмів проектування та експлуатації гібридної навігаційної системи саме в частині застосування ідеології АБІНС. Тому в дисертації

розглянуто такі задачі: розробка алгоритмів функціонування і раціональної конфігурації надлишкової системи АК в ГІНС; розширення моделі похибок АК в АБІНС і вдосконалення методу калібрування її параметрів; розробка вимог до датчиків, виходячи з умов експлуатації й вимог до системи, та оцінка області ефективного застосування АБІНС; отримання оцінок ефективності застосування ГІНС у порівнянні із ІІНС.

Таким чином, актуальність теми обумовлюється наступними чинниками:

- розширення області застосування інерціальних навігаційних систем в бортових системах керування для об'єктів, що здійснюють швидке перманентне обертання;
- вдосконалення БІНС шляхом нових конструктивних і алгоритмічних рішень без помітного збільшення вартості кінцевої системи.

### **Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.**

Дисертаційна робота виконана на кафедрі комп'ютерного моделювання процесів та систем НТУ «ХП» в рамках науково-дослідних робіт МОН України за темами: «Розробка методів та алгоритмів розрахунку впливу теплових полів на працездатність приладів та елементів ракетно-космічної техніки (№ Д.Р. 0117U004891, 2017-2018), «Розробка методів підвищення точності інерціальних та інерціально-супутникових навігаційних систем шляхом визначення та алгоритмічної компенсації похибок первинних вимірів» (№ Д.Р. 0115U000541, 2015-2016), «Розробка методів, алгоритмів та програм для оцінювання динаміки, міцності і точності управління ракетної техніки» (№ Д.Р. 0113U000448, 2013-2014). Особисто дисертантом, яка є співвиконавцем робіт, в рамках зазначених тем були сформульовані і розв'язані наступні задачі: вибір раціонального розміщення акселерометрів в БІНС; розробка та аналіз моделі похибок вимірювань надлишкової акселерометричної системи; розробка методів лабораторного калібрування з ціллю компенсації похибок вимірювань; розробка та дослідження алгоритмів функціонування акселерометричної БІНС; оцінка області ефективного застосування акселерометричних БІНС.

### **Мета і задачі дослідження.**

*Метою* роботи є розробка методів підвищення точності функціонування БІНС для об'єктів, що швидко обертаються, на основі застосування надлишкової кількості акселерометрів.

Для досягнення сформульованої мети були визначені та розв'язані наступні задачі:

- розробка структури акселерометричної БІНС: вибір і розміщення надлишкової кількості акселерометрів в системі;
- розробка методу функціонування такої БІНС в умовах швидкого обертання об'єкту;
- побудова моделі похибок і отримання точносних характеристик методу АБІНС;
- дослідження області ефективного застосування методу АБІНС. Формулювання вимог до АК, виходячи з вимог до системи;

- вдосконалення методу калібрування системи АК з врахуванням особливостей навігації за методом АБІНС;
- розробка методу корекції для об'єктів, що швидко обертаються;
- моделювання алгоритму АБІНС в умовах обертання об'єкту.

*Об'єктом* дослідження є процес оцінювання навігаційних параметрів в АБІНС для об'єктів, що швидко обертаються.

*Предметом* дослідження є алгоритми функціонування АБІНС, метод калібрування акселерометричного вимірювального модулю, що дозволяє підвищити точність визначення параметрів руху об'єкту.

**Методи дослідження.** Сформульовані в роботі висновки, наукові положення й рекомендації базуються на фундаментальних законах інерціальної навігації і теорії навігаційних систем. Методи лінійної алгебри і теорії диференціальних рівнянь використані для опису досліджуваних динамічних процесів в БІНС. Методи комп'ютерного моделювання, планування експерименту, аналізу даних забезпечили проведення обчислювального експерименту та аналіз його результатів.

#### **Наукова новизна отриманих результатів:**

У роботі отримані такі нові наукові результати:

вперше розроблено: метод корекції орієнтації для об'єкта, що швидко обертається, на основі застосування вимірювань від спеціальним чином розташованих акселерометрів, який в цих умовах дозволяє підвищити точність визначення навігаційних параметрів;

вдосконалено: модель похибок і метод калібрування АБІНС за рахунок врахування фактичного розміщення акселерометрів в модулі, що підвищує точність вимірювань динамічних характеристик об'єкту;

вдосконалено: метод визначення кутової швидкості на основі вимірювань надлишкової системи акселерометрів за рахунок застосування прогнозуючої моделі, що дає можливість позбавитися невизначеності в алгоритмах оцінки кутової швидкості за вимірами центробіжного прискорення;

дістав подальшого розвитку: метод інерціальної навігації за рахунок застосування вимірювань надлишкової системи спеціальним чином розташованих акселерометрів, який надає можливість застосування інерціальних систем для об'єктів, що здійснюють перманентне швидке обертання.

**Практичне значення одержаних результатів** полягає в наступному:

- розроблені алгоритми функціонування можуть бути використаними при проектуванні й експлуатації АБІНС та ГІНС;
- визначена область ефективного застосування АБІНС, виходячи з можливостей акселерометричного модулю і можливостей його калібрування;
- розроблено рекомендації щодо програми простих калібрувальних рухів лабораторного стенду, які дозволяють оцінити параметри розширеної моделі похибок АК, що враховує неточність їх розміщення в модулі;
- сформульовані вимоги до АК, виходячи з вимог до системи й умов експлуатації АБІНС;

- застосування розробленого методу корекції кута крену за екстремальними вимірами позірного прискорення для об'єкту, що виконує перманентне швидке обертання навколо поздовжньої осі, сприяє підвищенню точності інерціальної навігації.

Результати дослідження впроваджені. А саме, метод визначення фактичного напрямку осі чутливості інерціального датчика за експериментальними вимірами та метод обробки експериментальних даних для визначення параметрів температурної залежності похибок датчиків були впроваджені на науково-виробничому підприємстві «Хартрон Аркос» (м. Харків) під час виконання науково-дослідницьких робіт за темою М58587 «Температурна чутливість волоконно – оптичних гіроскопів (ВОГ) у складі інерціального вимірювального блока (ІВБ)», (2017). Також методика проведення експериментів та обробки даних для уточнення параметрів похибок інерціальних датчиків за допомогою методу інерціального числення була використана в Національному технічному університеті „Харківський політехнічний інститут” при виконанні держбюджетної науково-дослідної роботи М5814 «Розробка методів підвищення точності інерціальних та інерціально-супутникових навігаційних систем шляхом визначення та алгоритмічної компенсації похибок первинних вимірів». Про це свідчать відповідні акти впровадження.

Крім того, результати дисертаційної роботи використовуються в навчальному процесі на кафедри комп'ютерного моделювання процесів та систем НТУ «ХПІ» під час читання дисциплін «Навігація та навігаційні системи», «Теорія керування», а також в курсовому і дипломному проектуванні.

**Особистий внесок здобувача.** Основні наукові результати дисертаційної роботи, які винесені на захист, отримані автором самостійно. Автором обґрунтовано структуру акселерометричної БІНС, вибір кількості і способу розміщення надлишкового числа акселерометрів в системі; вдосконалено метод калібрування системи АК; розроблено метод функціонування такої БІНС в умовах швидкого обертання; побудовано модель похибок та досліджено область ефективного застосування методу АБІНС; проведено формулювання вимог до АК, виходячи з вимог до системи; проведено теоретичне дослідження методу корекції кута крену у випадку об'єктів, що швидко обертаються навколо поздовжньої осі; отримано результати моделювання алгоритму АБІНС в умовах обертання об'єкту.

Вибір теми, постановка задач і аналіз результатів виконані спільно з науковим керівником.

**Апробація результатів дисертації.** Основні положення та результати роботи доповідались та обговорювались на таких конференціях і семінарах: XII міжнародній науково-технічній конференції «Приладобудування. Стан і перспективи», м. Київ, 2013 р.; XXV міжнародній науковій конференції «Математические методы в технике и технологиях – ММТТ-25», м. Харків, 2012 р.; XXII, XXIV, XXVI міжнародних науково-практичних конференцій «Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я», м. Харків, 2014 р., 2016 р., 2018 р.; науково-технічній конференції «Сергеевские чтения», м. Харків, 2014 р.; 2 міжнародній конференції Differential Equations & Control Theory,

м. Щецин, Польща, 2017р.; науковому симпозиумі «Навігація та управління повітряним рухом», м. Київ, 2018.

**Публікації.** Основний зміст дисертаційної роботи викладено в 17 роботах, серед яких 7 статей у провідних фахових виданнях України, з яких 4 включені до міжнародних наукометричних баз даних, 1 патент України на винахід, 9 матеріалів та тез доповідей на науково-технічних конференціях.

**Структура та обсяг дисертації.** Дисертація складається з анотації, вступу, чотирьох розділів, висновків, списку використаних джерел та 2 додатків. Загальний обсяг роботи становить 133 сторінки тексту, з яких анотація на 7 сторінках, зміст на 2 сторінках, перелік умовних позначень на 1 сторінці, основний текст на 105\_ сторінках, список використаних джерел із 98 найменувань на 13 сторінках, два додатки на 5 сторінках. Робота містить 62 рисунка, 4 таблиці.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** обґрунтовано актуальність, сформульовано мету і задачі досліджень, визначено об'єкт, предмет та методи досліджень. Наведено відомості про наукову новизну і практичне значення отриманих результатів, їх апробацію, впровадження, а також про особистий внесок здобувача.

У **першому розділі** подано інформацію щодо навігаційних систем, виділені основні принципи їх функціонування. Проаналізовані загальні тенденції та перспективи щодо розвитку таких систем. Показано, що БІНС з акселерометрами та датчиками кутової швидкості (стандартна комплектація) неможливо використовувати для об'єктів, що швидко обертаються. Відмічено, що завдяки наявності супутникової навігації, доступності мікродатчиків та можливостям комплексування інформації, сьогодні спостерігається розширення області застосування навігаційних систем середнього та низького класів точності. Також визначено, що саме цей напрямок розвитку навігаційного обладнання представляється найбільш перспективним з точки зору застосування для високодинамічних об'єктів. Враховуючи специфіку високодинамічних об'єктів, а також неможливість застосування в бортових навігаційних системах таких об'єктів БІНС з гіроскопами, сформульована задача побудови акселерометричної БІНС для забезпечення необхідної точності визначення параметрів руху для керування об'єктом. Наведено порівняльні таблиці для характеристик акселерометрів різного типу.

У розділі представлена також математична модель вимірювань акселерометру, розташованого на об'єкті, яка покладається в основу подальшого дослідження. Ідеальне вимірювання  $i$ -го акселерометра, що є проекцією позірною прискорення точки твердого тіла, в якій розташований АК, на його вісь чутливості, відповідає виразу

$$A_i = (\bar{w}_O, \bar{e}_i) + \left( \left[ \frac{d\bar{\omega}}{dt} \times \bar{\rho}_i \right], \bar{e}_i \right) + (\bar{\omega}, \bar{e}_i) \cdot (\bar{\omega}, \bar{\rho}_i) - (\bar{\rho}_i, \bar{e}_i) \cdot \omega^2, i = 1..n, \quad (1)$$

де  $\bar{w}_O$  – позірне прискорення базової точки  $O$ , що відповідає початку зв'язаної системи координат (ЗСК),  $\bar{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$  – абсолютна кутова швидкість обертання

$ЗСК, \frac{d\vec{\omega}}{dt}$  – кутове прискорення,  $\vec{r}_i$  – радіус-вектор точки розташування АК в ЗСК;  $\vec{e}_i$  – одиничний вектор, що співпадає з віссю чутливості АК. Усі векторні величини представлені в проекціях на осі ЗСК,  $n$  – кількість АК.

На основі наведеної моделі конкретизовані задачі подальшого дослідження, а саме: вибір раціонального розміщення акселерометрів в АБІНС та розробка методу визначення динамічних характеристики руху за вимірами АК; розробка та аналіз моделі похибок вимірювань надлишкової акселерометричної системи; розробка методів лабораторного калібрування для визначення відхилень фактичних значень параметрів вимірювального блоку від номінальних з ціллю подальшої їх компенсації; розробка та дослідження алгоритмів функціонування акселерометричної БІНС; оцінка області ефективного застосування АБІНС.

**Другий розділ** присвячено методу оцінки динамічних характеристик та вибору структури надлишкової АБІНС, а також розробці та аналізу розширеної моделі помилок АК.

З точки зору структури гібридної БІНС конфігурація АБІНС полягатиме в умовній заміні гіроскопічних вимірювачів на додаткову систему АК (рис.1).

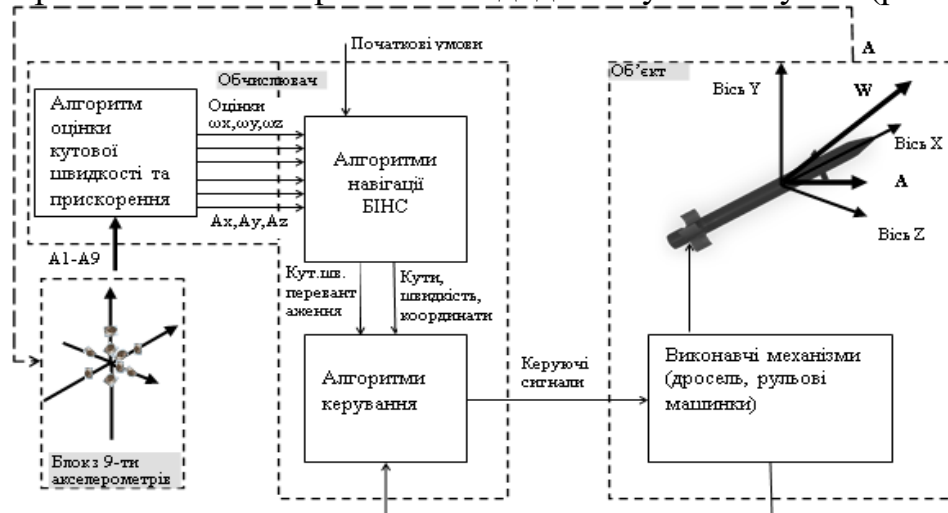


Рис.1 Узагальнена схема системи з АБІНС

Сенс методу визначення характеристик руху в АБІНС полягатиме у тому, щоб з урахуванням відомих векторів  $\vec{r}_i$ ,  $\vec{e}_i$  в (1) та миттєвих вимірів акселерометрів  $A_i, i=1, \dots, n$  визначати миттєві значення  $\vec{w}_0$  та  $\vec{\omega}$ . Щоб зробити метод інваріантним до кутового прискорення пропонується при проектуванні системі АК дотримуватись правила попарної колінеарності векторів  $\vec{r}_i$  та  $\vec{e}_i$ . В цих умовах (1) перетворюється на

$$A_i = (\vec{w}_0, \vec{e}_i) + (\vec{\omega}, \vec{e}_i) \cdot (\vec{\omega}, \vec{r}_i) - (\vec{r}_i, \vec{e}_i) \cdot \omega^2, \quad (2)$$

звідки для конфігурації з шести АК, для яких прийнято  $\vec{e}_1 = (1, 0, 0)$ ,  $\vec{e}_2 = (0, 1, 0)$ ,  $\vec{e}_3 = (0, 0, 1)$ ,  $\vec{e}_4 = (-1, 0, 0)$ ,  $\vec{e}_5 = (0, -1, 0)$ ,  $\vec{e}_6 = (0, 0, -1)$  та  $\vec{r}_i = \rho_i \cdot \vec{e}_i$  (рис.2), отримано наступний алгоритм обчислення проекцій уявного прискорення та квадратів проекцій кутової швидкості



$$\begin{cases} w_{0j} = \frac{\rho_{4+i} \cdot A_{1+i} - \rho_{1+i} \cdot A_{4+i}}{\rho_{1+i} + \rho_{4+i}}, \\ \omega_j^2 = \frac{A_{1+i} + A_{4+i}}{2 \cdot (\rho_{1+i} + \rho_{4+i})} - \frac{A_{2+i} + A_{5+i}}{2 \cdot (\rho_{2+i} + \rho_{5+i})} - \frac{A_{3+i} + A_{6+i}}{2 \cdot (\rho_{3+i} + \rho_{6+i})}, \end{cases} \quad (3)$$

в якому індекси  $j$  та  $i$  синхронно міняються за правилами  $j = x, y, z$ ;  $i = 0, 1, 2$ , при цьому для  $A$  та  $\rho$  значення індексу 7 еквівалентно значенню 1, а 8 - значенню 2. Таким чином, при вказаному способі розміщення АК достатньо шести акселерометрів, щоб оцінити шукані параметри руху. Але для остаточного розв'язання задачі потрібно розрішити знакову невизначеність для проекцій кутової швидкості.

Для вирішення цієї задачі пропонується розширити склад акселерометричного вимірювального модулю (АВМ) включенням в нього ще трьох АК з параметрами  $\bar{e}_7 = (0, 1, 0)$ ,  $\bar{e}_8 = (0, 0, 1)$ ,  $\bar{e}_9 = (1, 0, 0)$ ;  $\bar{\rho}_7 = (\rho_7, 0, 0)$ ,  $\bar{\rho}_8 = (0, \rho_8, 0)$ ,  $\bar{\rho}_9 = (0, 0, \rho_9)$  (рис.3). Вимірювання додаткових АК формуються згідно зі співвідношеннями

$$\begin{aligned} A_7 &= w_{0y} + \rho_7 \cdot \dot{\omega}_z + \rho_7 \cdot \omega_x \cdot \omega_y, \quad A_8 = w_{0z} + \rho_8 \cdot \dot{\omega}_x + \rho_8 \cdot \omega_y \cdot \omega_z, \\ A_9 &= w_{0x} + \rho_9 \cdot \dot{\omega}_y + \rho_9 \cdot \omega_x \cdot \omega_z, \end{aligned} \quad (4)$$

та використовуються для оцінки миттєвого кутового прискорення.

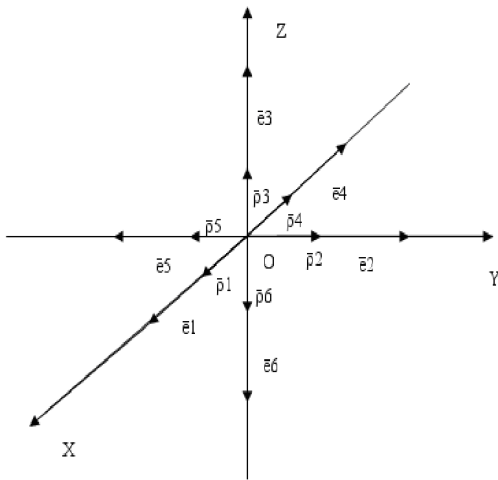


Рис. 2 Схема розміщення шести АК в блоці

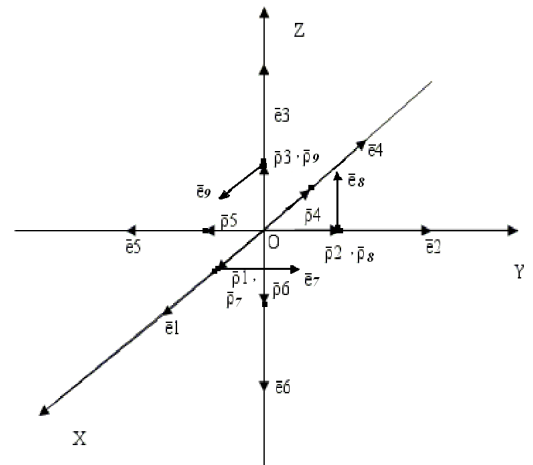


Рис. 3 Схема розміщення дев'яти АК в блоці

Враховуючи те, щоб оцінка кутового прискорення була узгодженою із фактичною зміною оцінок кутової швидкості, отриманих відповідно алгоритму (3), введемо прогнозуючу модель кутової швидкості

$$\bar{\Omega}_{k+1} = \bar{\omega}_k + 0.5 \cdot (\dot{\bar{\omega}}_k + \dot{\bar{\omega}}_{k+1}^*) \cdot \Delta t, \quad (5)$$

де:  $k$  – номер попереднього такту оновлення інформації тривалості  $\Delta t$ ;  
 $\bar{\omega}_k, \bar{\dot{\omega}}_k$  – значення кутової швидкості та кутового прискорення, прийняті для попереднього моменту часу;  $\dot{\omega}_{k+1}^*$  – оцінка кутового прискорення, отримана за вимірами додаткових АК для поточного моменту часу. Остання визначається з (4)

за формулами

$$\dot{\omega}_x^* = \frac{1}{\rho_8} \cdot (A_8 - w_{oz} - \rho_8 \cdot \omega_y^{\pm} \cdot \omega_z^{\pm}),$$

$$\dot{\omega}_y^* = \frac{1}{\rho_9} \cdot (A_9 - w_{ox} - \rho_9 \cdot \omega_x^{\pm} \cdot \omega_z^{\pm}), \quad \dot{\omega}_z^* = \frac{1}{\rho_7} \cdot (A_7 - w_{oy} - \rho_7 \cdot \omega_x^{\pm} \cdot \omega_y^{\pm}), \quad \text{в яких}$$

$\omega_i^{\pm}, i = x, y, z$  означає, що значення обчислюються з квадратів зі знаком «плюс», або «мінус». Вектор  $\dot{\bar{\omega}}_{k+1}^* = (\dot{\omega}_x^*, \dot{\omega}_y^*, \dot{\omega}_z^*)$  формується з компонент при всіляких поєднаннях знаків  $\omega_i^{\pm}, i = x, y, z$ . Таким чином отримується набір з восьми значень спрогнозованої кутової швидкості  $\bar{\Omega}_{k+1}$ . Порівнюючи кожне з них з вимірним вектором, що складається з відповідних компонент  $\omega_x^{\pm}, \omega_y^{\pm}, \omega_z^{\pm}$ , приймається рішення про дійсне значення векторів кутового прискорення і кутової швидкості. В наступні моменти часу ці значення використовуються в (5). Досвід чисельного моделювання довів, що алгоритм визначення параметрів руху в умовах обертання працює адекватно, деяке погіршення точності оцінок проекцій кутової швидкості є короткочасним та спостерігається в околиці зміни знаку відповідної проекції.

Для дослідження точності розробленого методу в умовах збурених похибками вимірів АК побудована модель похибок та проведена оцінка області ефективного застосування.

Вважатимемо, що фактичне розташування кожного АК в ЗСК відрізняється від номінального на невідому величину  $\delta \bar{\rho}_i$  та визначається радіус-вектором  $\bar{\rho}_i^* = \bar{\rho}_i + \delta \bar{\rho}_i$ , а фактичному направленню осі чутливості відповідає вектор  $\bar{e}_i^* = \bar{e}_i + \delta \bar{e}_i$ . В цих умовах збурені інструментальними погрішностями виміри АК містять лінеаризовану похибку

$$\begin{aligned} \delta A_i = & (w_o, \delta \bar{e}_i) + (\bar{\omega}, \delta \bar{e}_i) \cdot (\bar{\omega}, \bar{\rho}_i) + (\bar{\omega}, \bar{e}_i) \cdot (\bar{\omega}, \delta \bar{\rho}_i) + ([\bar{\omega}, \bar{\rho}_i], \delta \bar{e}_i) + \\ & + ([\bar{\omega}, \delta \bar{\rho}_i], \bar{e}_i) - (\bar{\rho}_i, \delta \bar{e}_i) \cdot \omega^2 - (\delta \bar{\rho}_i, \bar{e}_i) \cdot \omega^2 + \Delta a_i + \xi_i \end{aligned} \quad (6)$$

де  $\Delta a_i$  – невідома адитивна похибка вимірювання АК (зміщення нуля),  $\xi_i$  – випадкова похибка з нульовим середнім. Вважаючи, що  $|\delta \bar{\rho}_i| \leq \delta \rho_{\max}$  та  $|\delta \bar{e}_i| \leq \delta e_{\max}$ ,  $i = \overline{1,6}$  можна записати:

$$|\delta A_i| \leq \delta A_i^* = \delta e_{\max} \cdot (w_O + 2\omega^2 \cdot \rho_i + \dot{\omega} \cdot \rho_i) + \delta \rho_{\max} \cdot (\dot{\omega} + 2\omega^2) + |\Delta a_i| \quad (7)$$

Наведена модель похибок, на відміну від відомих, враховує похибку розміщення АК  $\delta \rho_i$  в ЗСК, що є важливим у випадку високої кутової динаміки.

Для оцінки похибок обчислення прискорення та кутової швидкості за алгоритмом (3) маємо:

$$\begin{aligned}
\delta w_{oj} = & \delta \rho_{4+i} \cdot \frac{(A_{1+i} \cdot \rho_{1+i} + A_{4+i} \cdot \rho_{1+i})}{(\rho_{1+i} + \rho_{4+i})^2} + \delta \rho_{1+i} \cdot \frac{(-A_{4+i} \cdot \rho_{4+i} - A_{1+i} \cdot \rho_{4+i})}{(\rho_{1+i} + \rho_{4+i})^2} + \\
& + \delta A_{1+i} \cdot \frac{\rho_{4+i}}{\rho_{1+i} + \rho_{4+i}} + \delta A_{4+i} \cdot \frac{-\rho_{1+i}}{\rho_{1+i} + \rho_{4+i}} \\
\delta \omega_j = & \frac{1}{\omega_j} \cdot \left( \frac{\delta A_{1+i} + \delta A_{4+i}}{4 \cdot (\rho_{1+i} + \rho_{4+i})} + \frac{(\delta \rho_{1+i} + \delta \rho_{4+i}) \cdot (-A_{1+i} - A_{4+i})}{4 \cdot (\rho_{1+i} + \rho_{4+i})^2} + \frac{-\delta A_{2+i} - \delta A_{5+i}}{4 \cdot (\rho_{2+i} + \rho_{5+i})} + \right. \\
& \left. + \frac{(\delta \rho_{2+i} + \delta \rho_{5+i}) \cdot (A_{2+i} + A_{5+i})}{4 \cdot (\rho_{2+i} + \rho_{5+i})^2} + \frac{-\delta A_{3+i} - \delta A_{6+i}}{4 \cdot (\rho_{3+i} + \rho_{6+i})} + \frac{(\delta \rho_{3+i} + \delta \rho_{6+i}) \cdot (A_{3+i} + A_{6+i})}{4 \cdot (\rho_{3+i} + \rho_{6+i})^2} \right);
\end{aligned} \tag{8}$$

де  $\delta w_{ox}, \delta w_{oy}, \delta w_{oz}$  – похибки визначення лінійного прискорення,  $\delta \omega_x, \delta \omega_y, \delta \omega_z$  – похибки визначення кутової швидкості. Тут індекси  $j$  та  $i$  синхронно міняються за тими ж правилами, що і в (3). З моделі (8) витікає наступне:

- на похибку оцінки лінійного прискорення найбільший вплив має відповідне зміщення нуля відповідного АК;
- на похибку обчислення кутової швидкості крім зміщення нуля впливають також перекося ОЧ та похибка розташування АК, при чому вклад останніх є пропорційним величині кутової швидкості та кутового прискорення;
- алгоритм обчислення проекції кутової швидкості має особливість при нульовому значенні останньої. При цьому похибка обчислення стрімко зростає до нескінченності. Звідси витікає, що АБІНС можливо застосовувати лише для об'єктів, що обертаються.

Будемо розуміти під областю ефективного застосування діапазон кутових швидкостей, у якому похибка алгоритму визначення швидкості менша за 50% від значення кутової швидкості, тобто її оцінка все ж таки краща за невизначеність.

Аналіз області ефективного застосування алгоритмів (3) спирається на оцінку

$$\Delta_{\omega}^{\max} = \frac{3}{2 \cdot |\omega|} \frac{\Delta_A^{\max}}{\rho}, \tag{9}$$

що отримана з (7), (8), в якій  $\omega$  – значення будь-якої проекції кутової швидкості;  $\Delta_{\omega}^{\max}$  – максимальна похибка визначення кутової швидкості за алгоритмом (3),  $\Delta_A^{\max}$  – максимальне значення можливої похибки акселерометру.

Зафіксуємо в (9)  $\rho$  і  $\Delta_A^{\max}$ . Тоді нижню границю  $\Omega_{\omega}^{\min}$  області ефективного застосування алгоритму для заданого  $\Delta_{\omega}^*$  – допустимої похибки визначення кутової швидкості, складає функція  $\Omega_{\omega}^{\min}(\Delta_{\omega}^*) = \max \left( \frac{3}{2 \cdot \rho} \cdot \frac{\Delta_A^{\max}}{\Delta_{\omega}^*}; 2 \cdot \Delta_{\omega}^* \right)$ , що має мінімум в

точці А з координатами  $\Delta_{\omega}^{**} = \sqrt{\frac{3 \cdot \Delta_A^{\max}}{4 \cdot \rho}}$  і  $\Omega_{\omega}^{\min \min} = \sqrt{\frac{3 \cdot \Delta_A^{\max}}{\rho}}$  відповідно (рис. 4).

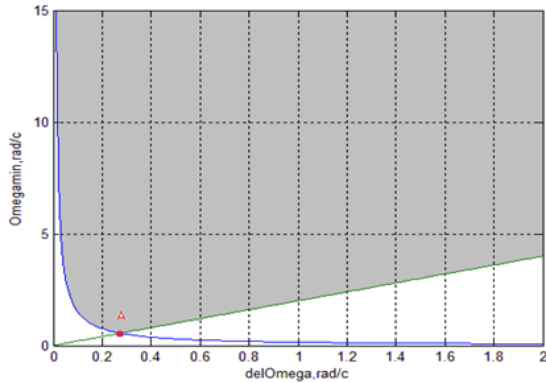


Рис. 4 Область ефективного застосування алгоритму

Правило користування рис.4 наступне: задаючись максимально допустимою похибкою  $\Delta_{\omega}^*$  оцінки кутової швидкості, відновлюємо перпендикуляр, який перетинає нижню границю сірої області в деякій точці. Ордината цієї точки - нижня границя для кутової швидкості, за якої застосування АБІНС для її оцінки ефективно у визначеному вище сенсі.

Виходячи з (9), можна сформулювати вимоги до акселерометрів з урахуванням області застосування та вимог до точності оцінки кутової швидкості.

Отримано, що для забезпечення похибки визначення швидкості

$$\Delta_{\omega}^{\max \max} \leq \frac{\omega}{2} \quad \text{знадобляться}$$

акселерометри, максимальна похибка вимірювань яких буде не більше

$$\Delta_A^{\max \max} = \frac{2 \cdot \omega \cdot \rho}{3} \cdot \Delta_{\omega}^{\max \max}.$$

Залежність  $\Delta_A^{\max \max} (\Delta_{\omega}^{\max \max})$  для різних  $\omega$  проілюстрована на рис.5.

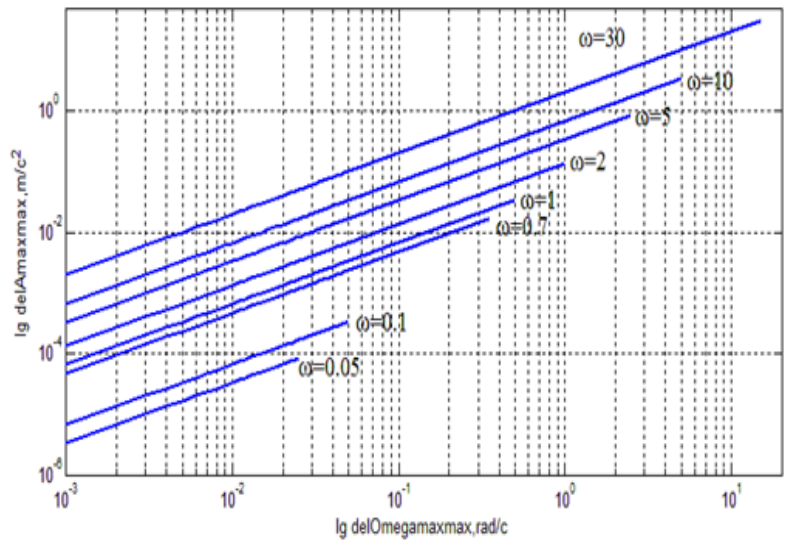


Рис.5 Залежність  $\Delta_A^{\max \max} (\Delta_{\omega}^{\max \max})$  для різних  $\omega$

Нарешті, встановлено ступінь впливу на загальну похибку вимірів АК параметру  $\delta \bar{\rho}$  у порівнянні з впливом параметра  $\delta \bar{e}$ . Якщо  $|\delta \bar{\rho}| \leq \eta$  та  $|\delta \lambda| \leq \varepsilon$  і  $|\delta \mu| \leq \varepsilon$ , де  $\lambda^* = \lambda + \delta \lambda$ ,  $\mu^* = \mu + \delta \mu$ ,  $\bar{e}^* = (\sin \lambda^* \cdot \cos \mu^*; \cos \lambda^*; \sin \lambda^* \cdot \sin \mu^*)$  (10) загальна похибка вимірювань будь-якого АК має вигляд

$$|\delta A| \leq \left| \bar{\omega}_0 + (\bar{\omega}, \bar{\rho}) \cdot \bar{\omega} + [\dot{\bar{\omega}}, \bar{\rho}] - \omega^2 \cdot \bar{\rho} \right| \cdot \sqrt{2} \cdot \varepsilon + \left| (\bar{\omega}, \bar{e}) \cdot \bar{\omega} - [\dot{\bar{\omega}}, \bar{e}] - \omega^2 \cdot \bar{e} \right| \cdot \eta \leq \left( |\bar{\omega}_0| + 2 \cdot \rho \cdot \omega^2 + \rho \cdot |\dot{\bar{\omega}}| \right) \cdot \sqrt{2} \cdot \varepsilon + \left( 2 \cdot \omega^2 + |\dot{\bar{\omega}}| \right) \cdot \eta,$$

з якого слідує залежність ступеню впливу досліджуваних чинників від параметрів самого руху. Наприклад, в деяких конкретних умовах руху така

залежність набуває вигляду  $43 \cdot \varepsilon + 2048 \cdot \eta \leq \Delta_A^{\max \max}$ , з якого видно, що ступінь впливу похибки розташування АК вищий, ніж вплив похибки перекоосу ОЧ. Такий аналіз потрібен для того, щоб оцінити необхідність калібрування тих чи інших похибок АК.

**Третій** розділ містить опис методу та результатів калібрування АВМ.

Розглянута задача калібрування АВМ є новою, так як у такій постановці має відмінну від традиційної особливість, а саме: в даному випадку калібрування передбачає визначення не лише зміщення нуля АК, напрям осей чутливості, але і розміщення АК у ЗСК.

Рішення такої задачі містить три складові:

- 1) побудова лінеаризованої моделі помилок вимірювань АК з урахуванням фактичного розміщення датчика та напрямку його осі чутливості;
- 2) розробка методу отримання оцінок фактичних параметрів інструментальних похибок по результатам експерименту (вимірюванням) на основі моделі похибок;
- 3) визначення раціонального набору тестових рухів, що забезпечують високу ефективність розробленого методу, та формування вимог до калібрувального обладнання.

Фактичне розташування АК в базовій СК відрізняється від номінального на невідому величину  $\delta \bar{\rho}$  та визначається радіус-вектором  $\bar{\rho}^* = \bar{\rho} + \delta \bar{\rho}$ , а фактичному напрямку осі чутливості відповідає одиничний вектор (10). Опишемо розв'язання задачі на прикладі першого АК з ігноруванням відповідного індексу. Фактичні виміри цього АК у моменти часу  $t_k$ ,  $k=1,2,3,\dots$  визначаються співвідношенням

$$\begin{aligned} A_k^* = & (\bar{\omega}_y \cdot \rho_z^* - \bar{\omega}_z \cdot \rho_y^*) \cdot \cos \lambda^* \cdot \cos \mu^* + (\bar{\omega}_z \cdot \rho_x^* - \bar{\omega}_x \cdot \rho_z^*) \cdot \cos \lambda^* \sin \mu^* + \\ & (\bar{\omega}_x \cdot \rho_y^* - \bar{\omega}_y \cdot \rho_x^*) \cdot \sin \lambda^* + \omega_x^2 \cdot \rho_x^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \cos \mu^* + \omega_x \cdot \omega_y \cdot \rho_y^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \cos \mu^* + \\ & \omega_x \cdot \omega_z \cdot \rho_z^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \cos \mu^* + \omega_y \cdot \omega_x \cdot \rho_x^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \sin \mu^* + \omega_y^2 \cdot \rho_y^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \sin \mu^* + \\ & \omega_y \cdot \omega_z \cdot \rho_z^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \sin \mu^* + \omega_z \cdot \omega_x \cdot \rho_x^* \cdot \sin \lambda^* + \omega_z \cdot \omega_y \cdot \rho_y^* \cdot \sin \lambda^* + \\ & + \omega_z^2 \cdot \rho_z^* \cdot \sin \lambda^* - \omega^2 \cdot (\rho_x^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \cos \mu^* + \rho_y^* \cdot \cos \lambda^* \cdot \sin \mu^* + \rho_z^* \cdot \sin \lambda^*) + \Delta a, \end{aligned} \quad (11)$$

де  $\bar{\omega}_k, \bar{\omega}_k$  – значення векторів кутової швидкості та кутового прискорення в момент часу  $t_k$ ,  $\lambda^* = (\frac{\pi}{2} - \lambda)$ . Параметри, що відмічені зірочкою, представлені фактичними значеннями, що відрізняються від номінальних на шукану величину похибки.

За припущенням малості величини шуканих параметрів  $\delta \bar{\rho}, \delta \lambda, \delta \mu, \Delta a$  алгоритм їх визначення базується на розв'язанні системи лінійних рівнянь:

$$\left( \frac{\partial f}{\partial \bar{\rho}} \Big|_{t_k}, \delta \bar{\rho} \right) + \frac{\partial f}{\partial \lambda} \Big|_{t_k} \cdot \delta \lambda + \frac{\partial f}{\partial \mu} \Big|_{t_k} \cdot \delta \mu + \frac{\partial f}{\partial \Delta a} \cdot \Delta a = A_k^* - A_k, \quad (12)$$

де  $f$  – узагальнене позначення правої частини рівняння (11);  $A_k^*$  – фактичне вимірювання першого АК,  $A_k$  – «номінальне вимірювання» АК, а у частинні похідні підставляються номінальні значення параметрів установки. Враховуючи наявність випадкової похибки вимірів, лінійну систему (12) доцільно вирішувати для достатньо великої кількості вимірювань, отриманих при різних значеннях кутової швидкості та прискорення. Для вирішення такої системи використано модифікований рекурентний метод найменших квадратів (МНК). Його застосування дозволяє судити про поведінку отриманих оцінок по мірі росту числа використаних вимірювань, що є важливим для підтвердження їх сходження та достовірності.

Необхідною умовою ефективності процедури оцінки шуканих параметрів, є достатня інформативність тестового руху, що здійснює АВМ в процесі калібрування. Для реалізації калібрувального експерименту пропонується використовувати тривісний стенд. Побудова та дослідження моделей обертального руху для тривісного стенду довели, що найпростішим інформативним рухом, який дозволяє визначити достовірні оцінки для всіх погрешностей АК, є періодичний кутовий рух з постійною амплітудою і частотою відносно вертикальної зовнішньої осі стенду та обертання з постійною кутовою швидкістю по двох інших осях. Результати моделювання процесу калібрування одного з АК в цих умовах приведено на рис.6, де відображено залежності оцінок шуканих параметрів від часу накопичення даних. Для нього використовувались наступні істинні значення похибок:  $\vec{p}^* = (0.103, 0.002, 0)$  м,  $\delta\lambda = 0.0005$  рад. ( $\approx 1.7$  кут. хв),  $\delta\mu = 0.0002$  рад. ( $\approx 1$  кут. хв).

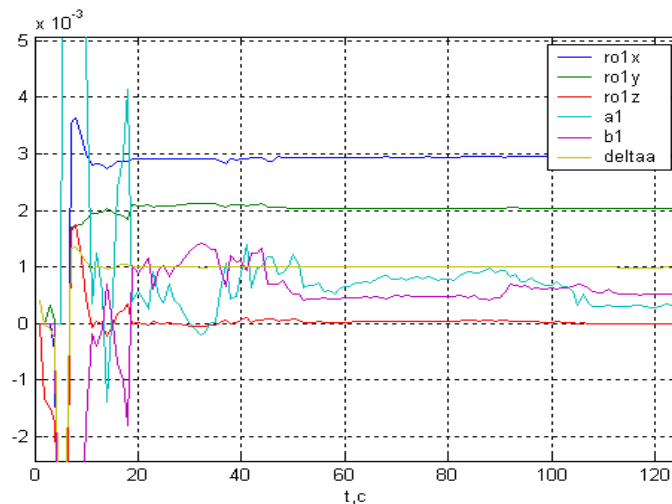


Рис. 6 Оцінки параметрів похибки АК

Порівнюючи отримані оцінки з істинними значеннями похибок, можна зробити висновок, що похибка калібрування АК не перевищує  $10^{-5}$  м по кожній з компонент радіус-вектору положення АК, параметри несоосності вимірювальних осей і осей базової СК визначені з похибкою не більш 2 кут. сек., похибка визначення зміщення нуля – не більш  $10^{-6}$  м/с<sup>2</sup>. Для визначення кінцевої точності введені узагальнені оцінки параметрів розташування АК

$\Delta\rho = \sqrt{(\Delta\rho_x)^2 + (\Delta\rho_y)^2 + (\Delta\rho_z)^2}$  і  $\Delta\alpha = \sqrt{(\Delta\lambda)^2 + (\Delta\mu)^2}$ . Результати моделювання для різних прикладів АК наведені в таблиці 1, що містить усереднені дані, отримані за серією експериментів.

*Таблиця 1*

**Ефективність калібровки для АК різних класів точності**

Критерії ефективності калібровки	низький клас точності АК (0.03 м/с <sup>2</sup> )	середній клас точності АК (0.003 м/с <sup>2</sup> )	високий клас точності АК (0.0003 м/с <sup>2</sup> )
$T_{\text{калибр}}, (\text{с})$	200	150	120
$\Delta\rho, (\text{м}) \cdot 10^{-6}$	6.2	2.2	1.1
$\Delta\alpha, (^\circ) \cdot 10^{-4}$	7.4	5.4	1.2

З таблиці видно, як тривалість калібрування залежить від класу точності АК. В даному методі калібрування похибка масштабного коефіцієнту АК не враховувалась та не визначалась, оскільки вважалось, що вона отримана іншими методами калібрування та алгоритмічно компенсована в даній серії експериментів.

В **четвертому** розділі описано новий метод корекції кутової орієнтації об'єкта, що перманентно обертається навколо поздовжньої осі, за вимірами АК та результати моделювання алгоритмів гібридної БІНС для зазначених умов руху.

Запатентований метод періодичної корекції кута крену для об'єкту, що швидко обертається навколо поздовжньої осі, ґрунтується на використанні вимірювань вектору позірного прискорення, проекції якого на осі чутливості певним чином розташованих АК внаслідок обертання мають модульований характер. Для цього гібридну БІНС доповнено так званім блоком визначення екстремального значення і формування сигналу корекції. В цьому блоці за сигналами акселерометрів, осі яких ортогональні до поздовжньої осі об'єкту, проводиться виділення екстремального значення й визначення поточного значення кута крену, що був отриманий під час розрахунку навігаційних параметрів в блоці розрахунку коректованого кута крену (БРККК) (рис. 7).

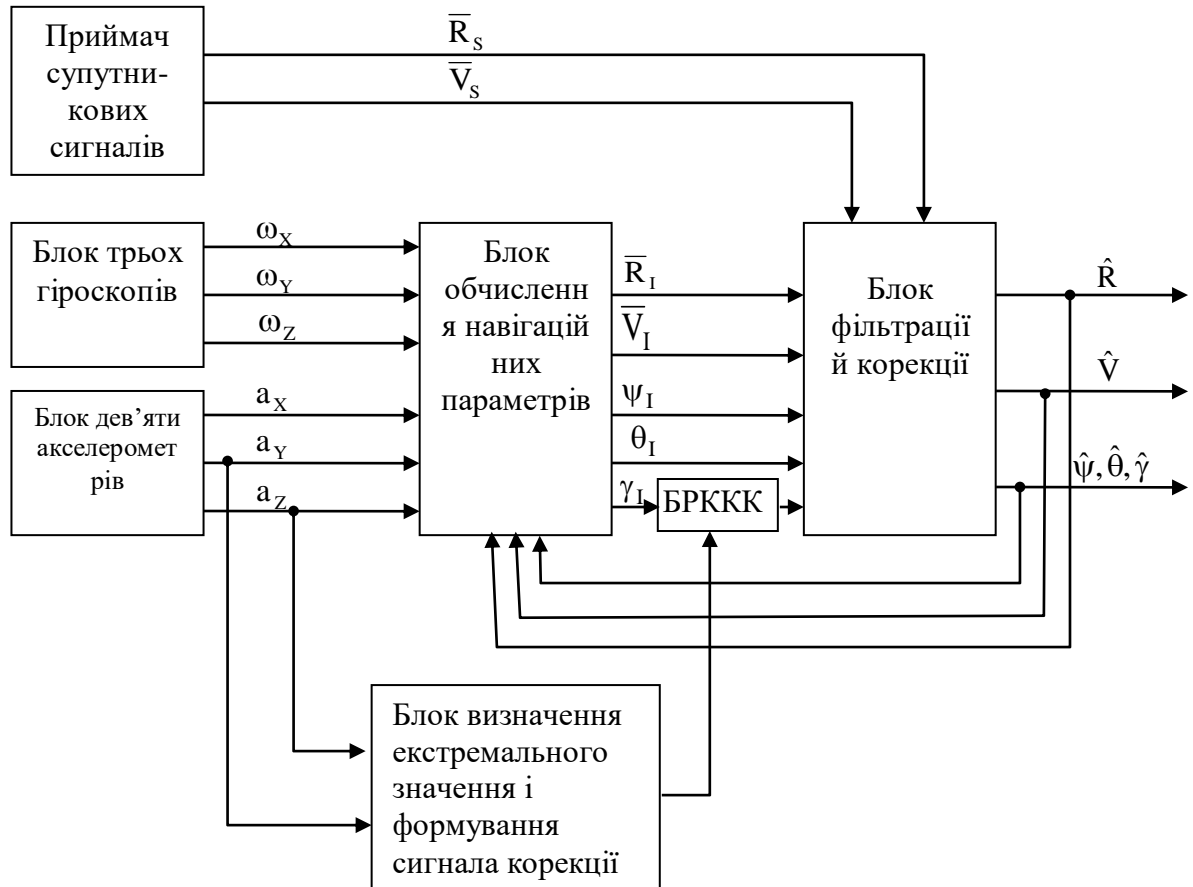


Рис.7 Схема системи гібридної БІНС з приймачем супутникових сигналів та додатковою корекцією кута крену

Розглянемо об'єкт, що рухається вздовж деякої траєкторії зі швидкістю  $\bar{V}$ , і пов'яжемо з ним ЗСК  $Oxyz$  (рис. 8). Будемо вважати, що продольна вісь об'єкта  $Ox$  співпадає з вектором швидкості  $\bar{V}$ , а вісь  $O_1X$  - з напрямом на північ. В цих умовах кут нахилу траєкторії еквівалентний куту тангажа  $\theta$ , а кут шляху еквівалентний куту курсу  $\psi$ .

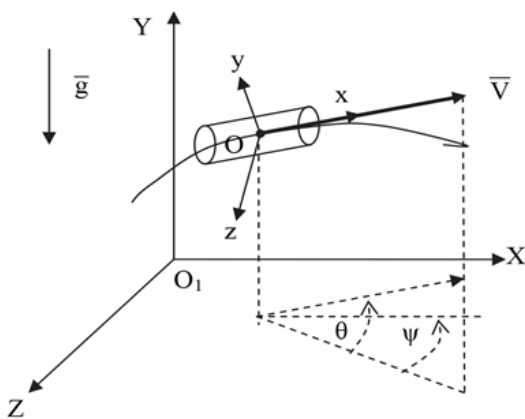


Рис. 8. Топоцентрична і зв'язана системи координат

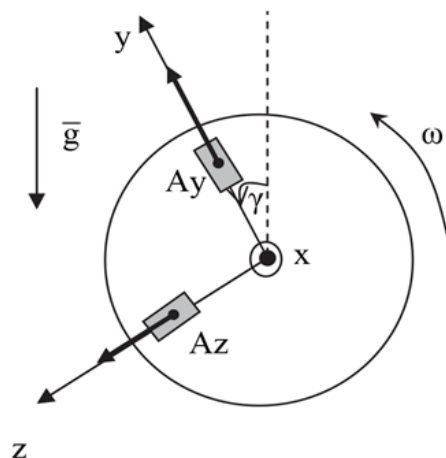


Рис. 9. Розташування акселерометрів в ЗСК



Нехай додаткові АК  $A_y$  і  $A_z$  розташовані на відстані  $\rho$  від осі обертання та з осями чутливості, колінеарними відповідним осям ЗСК (рис. 9).

В звичайних умовах руху (без швидкого обертання) в системі, що зображено на рис.7, за допомогою трьох гіроскопів, трьох акселерометрів і приймача супутникових сигналів визначаються та корегуються кути орієнтації, швидкості й координати об'єкту. Але в умовах швидкого обертання об'єкту похибка масштабного коефіцієнту  $x$ -гіроскопа призводить до постійного стрімкого росту похибки визначення кута крену. Для підвищення точності визначення кута крену пропонується зі збільшеною вчетверо частотою обертання об'єкту проводити корекцію його значення за показами  $y$ - і  $z$ -акселерометрів, які в загальному випадку мають вигляд майже періодичної кривої з періодом, що відповідає частоті обертання, повільно змінною амплітудою та повільною тенденцією середньої лінії. Фіксуючи за допомогою електронної апаратури проходження послідовністю вимірювань  $y$ -акселерометра свого локального максимума або локального мінімуму, формується сигнал корекції "1" або "2", який відповідає істинному значенню кута крену  $\gamma_e=0$  ("1") або  $\gamma_e=\pi$  ("2"). Для максимального і мінімального значення вимірювань  $z$ -акселерометру формується сигнал корекції "-1" або "-2", що відповідає істинному значенню кута крену  $\gamma_e=3/2\pi$  ("-1") та  $\gamma_e=1/2\pi$  ("-2"). Сформований таким чином сигнал корекції надходить в БРККК, де проводиться перевизначення поточного значення кута крену за правилом  $\gamma_I = \gamma_e$ .

Проведений аналіз встановив, зокрема, необхідні умови ефективності розробленого методу – це наявність піднімаючої сили. Створення й керування такою силою виконує бортова система керування рухом за допомогою рулів висоти, які повертаються відносно корпусу. Наведений спосіб саме й призначений для забезпечення такої системи управління високоточною кутовою інформацією.

Для підтвердження ефективності розроблених методів моделюється робота алгоритмів ПСНС, побудованих за ідеологією гібридної БІНС. Власне задача комплексування інерціальної та супутникової інформації на основі фільтру Калмана реалізовано за допомогою типових програмних засобів, які створено на кафедрі комп'ютерного моделювання процесів та систем, та які у рамках дисертаційного дослідження доповнено алгоритмами моделювання надлишкової системи АК та алгоритмами відновлення кутової швидкості та корекції за екстремальними значеннями вимірів відповідних АК.

Умови моделювання такі. Склад інерціальної інформації: вектор абсолютної кутової швидкості, що вимірюється трьома гіроскопами, і вектор позірного прискорення, що вимірюється трьома акселерометрами типової конфігурації БІНС, а також дев'ятьма спеціально розташованими акселерометрами, що забезпечують оцінку кутової швидкості при швидкому обертанні та корекцію крену за екстремальним значенням вимірів. Склад супутникової інформації: координати й відносна швидкість центра мас об'єкту. Частота оновлення і обробки інерціальної інформації 100 Гц, частота корекції від супутникової інформації 1 Гц.

Вважається, що об'єкт здійснює рух, який характеризується такими параметрами:

- рух центра мас: нерухомий стан 10 с; рух з прискоренням  $20 \text{ м/с}^2$  протягом 20 с з нульовим курсом; прямолінійний рух зі швидкістю, близькою до 400 м/с, протягом 900 с. Висота не змінюється;
- рух навколо центра мас: об'єкт обертається навколо вздовжної осі з кутовою швидкістю  $360^\circ/\text{с}$ , при чому набирає її на ділянці розгону при постійному кутовому прискоренні протягом 10 с.

В ході експерименту контролюються: координати, швидкість і кутові параметри об'єкта, що формуються в корегованому від супутникової інформації каналі БІНС (корегований канал); координати, швидкість і кутові параметри об'єкта, що формуються в інерціальному каналі БІНС (автономний канал) з корекцією по висоті та екстремальною корекцією крену в належних умовах. В якості критеріїв оцінки обрано похибку корегованих і автономних параметрів, яка розуміється, як різниця формованих та еталонних значень однойменних параметрів.

Проведена серія комп'ютерних експериментів, ціллю якої було встановлення впливу, який здійснює на точність визначення основних навігаційних параметрів корегованого та автономного каналів гібридної БІНС швидке обертання, похибка масштабного коефіцієнту поздовжнього гіроскопа, похибки акселерометрів, алгоритми АБІНС, алгоритм корекції за екстремальними вимірами.

З результатів, отриманих для алгоритмів ПСНС з БІНС типової конфігурації в умовах швидкого обертання та збурення гіроскопічних вимірів витікає, що точність вихідних параметрів автономного каналу не задовільна, а для корегованого каналу незадовільними залишаються кутові параметри орієнтації. На цьому фоні опишемо результати кінцевого експерименту, в якому моделюється робота акселерометричної БІНС. При цьому вертикальна й поперечна проекції кутової швидкості вимірюються гіроскопами; поздовжня проекція до значення  $100^\circ/\text{с}$  вимірюється гіроскопом, вище – відновлюється за вимірами пари акселерометрів. Вважається, що додаткові акселерометри розташовані на відстані 0,4 м від осі обертання з похибкою 0,0003% і вимірюють позірне прискорення з адитивною похибкою  $5\mu\text{g}$ . В експерименті реалізується схема екстремальної корекції за сигналами одного АК, що розташований вздовж осі Y. У корегованому обчислювальному каналі корекція кута крену за розробленим методом не проводиться. Результати наведено на рис. 15 – 20.

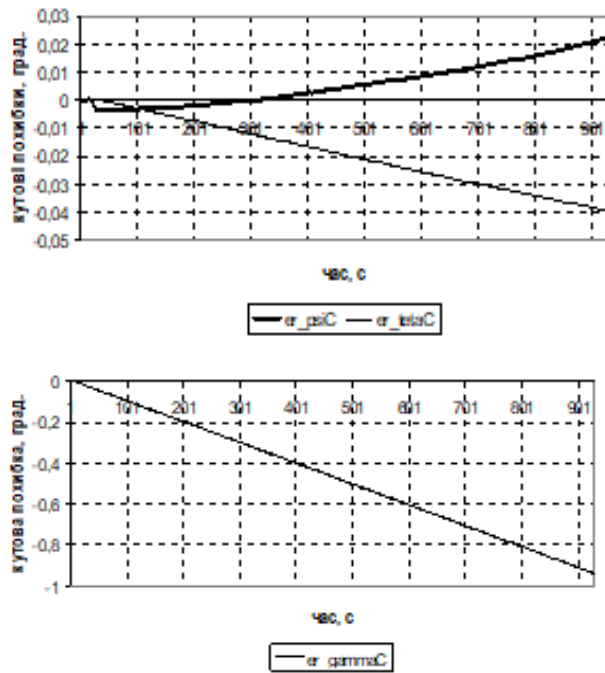


Рис. 15. Похибка кутів курсу і тангажа (зверху), й крену (знизу) в корегованому каналі

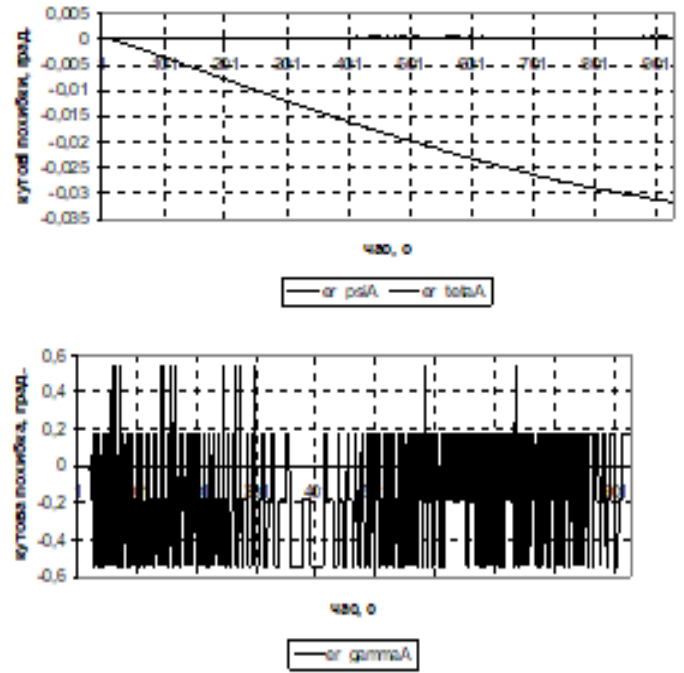


Рис.16 Похибка кутів курсу і тангажа (зверху), й крену (знизу) в автономному каналі

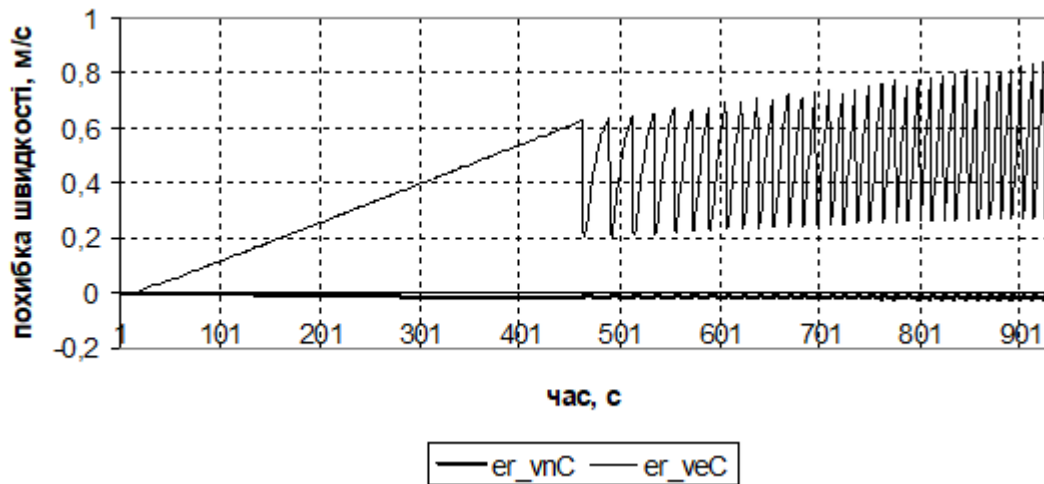


Рис. 17. Похибка параметрів північної та східної швидкості в корегованому каналі

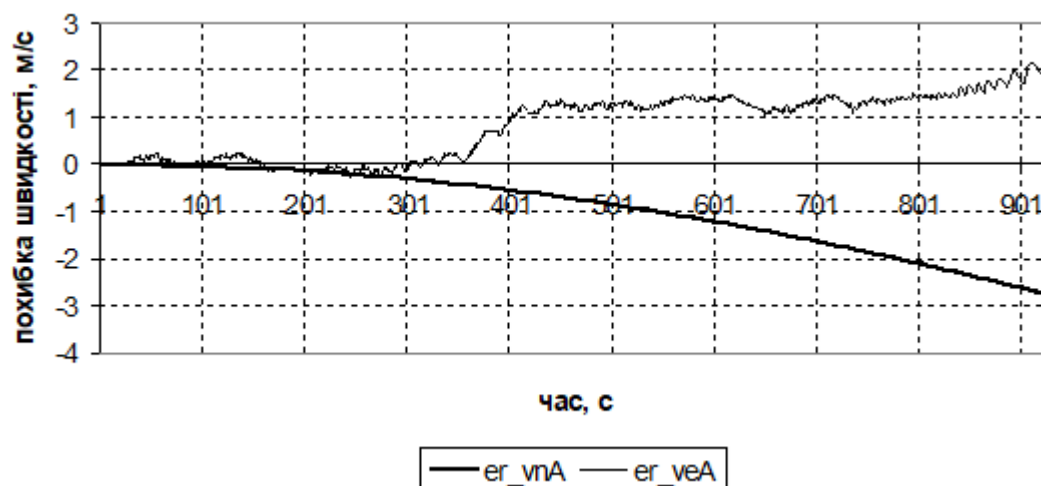


Рис. 18. Похибка північної та східної швидкості в автономному каналі

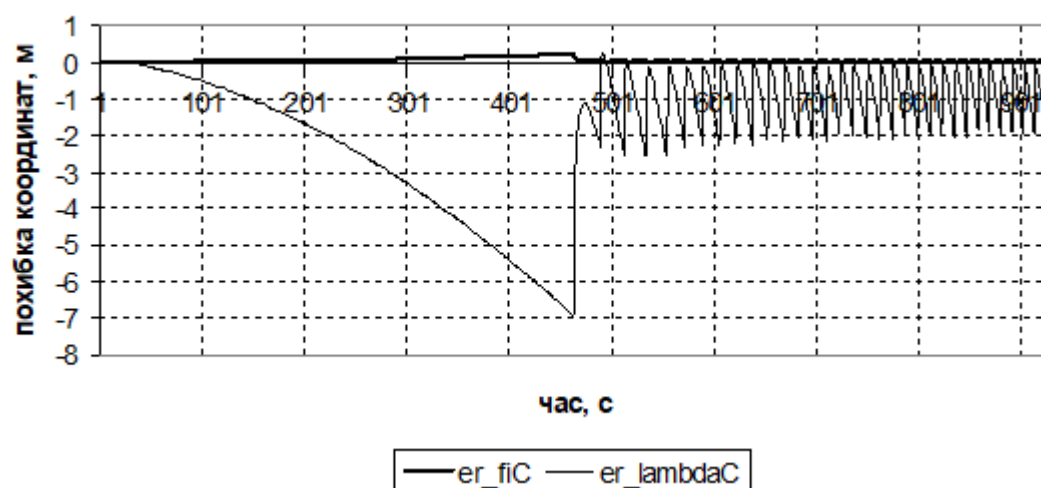


Рис. 19. Похибка параметрів широти і довготи в корегованому каналі

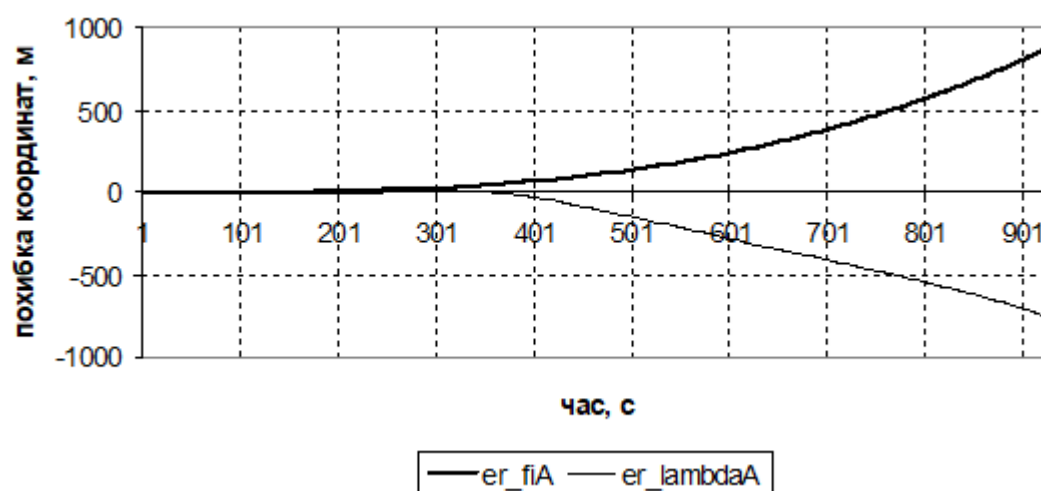


Рис. 20. Похибка параметрів широти і довготи в автономному каналі

За результатами можна зробити наступні висновки: термінальна похибка автономного визначення координат в розглянутих умовах руху склала 0,1% від пройденого шляху; при використанні алгоритмів АБІНС та алгоритму екстремальної корекції точність параметрів автономного каналу суттєво підвищується; при використанні гібридної БІНС з високочастотною корекцією за екстремальними значеннями АК в системі управління рухом ЛА слід використовувати коректовані значення координат і швидкості, в позаштатному режимі (за умов відсутності супутникових сигналів) можливо використовувати і координати, і швидкість автономного каналу, у всіх випадках слід використовувати кутові параметри з автономного каналу.

## **ВИСНОВКИ**

У дисертаційній роботі є вирішеним комплекс задач проектування і застосування акселерометричного вимірювального модулю для об'єктів, що здійснюють швидке перманентне обертання. А саме:

- запропоновано архітектуру гібридної БІНС, призначеної для роботи в умовах динамічних рухів, яка включає в себе БІНС типової конфігурації та додаткову надлишкову систему акселерометрів;
- сформульовано пропозиції щодо проектування системи АБІНС. Розв'язана задача розміщення та обґрунтовано кількість додаткових акселерометрів;
- розроблено та досліджено метод відновлення кутової швидкості за вимірами дев'яти акселерометрів з застосуванням прогнозуючої моделі;
- проведено аналіз моделі похибок розробленого методу й встановлено вимоги до датчиків у вигляді нерівностей, виходячи з вимог до оцінки кутової швидкості;
- отримана оцінка області ефективного застосування методу визначення кутової швидкості за вимірами АК;
- розроблено метод калібрування: визначено програму рухів та алгоритми обробки експериментальних вимірів для отримання оцінок погрешностей АК;
- розроблено метод корекції кута курсу для об'єкта, що перманентно обертається з великою швидкістю навколо поздовжньої осі;
- проведено моделювання, результати якого засвідчують той факт, що розроблені методи є ефективними і дозволяють використовувати кореговану інерціальну систему в умовах швидкого обертання;
- результати роботи запатентовано, впроваджено у виробництво та навчальний процес, апробовано на наукових форумах та опубліковано у виданнях належного рівня.

## СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. M. Nekrasova, V. Uspenskyi Improving the accuracy of orientation object that rapidly rotating. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2016. vol 5, № 9 (83) (2016), p. 27-32. (Входить до SCOPUS, CrossRef, IndexCopernicus, American Chemical Society, РИНЦ, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory, BASE, ResearchBib, CiteFactor та інших)  
*Здобувачем розроблено, досліджено та вдосконалено метод корекції кута крену для високодинамічних об'єктів.*
2. V. Uspenskyi, I. Bagmut, M. Nekrasova Development of metod and algorithm of dynamic gyrocompassing for high-speed systems of navigation and control of movement. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2018. vol 1, № 9 (91) (2018), p. 72-80. (Входить до SCOPUS, CrossRef, IndexCopernicus, American Chemical Society, РИНЦ, WorldCat, Ulrich's Periodicals Directory, BASE, ResearchBib, CiteFactor та інших)  
*Здобувачем проведено моделювання та проаналізовано результати процесу гірокомпасування в умовах динамічного гірокомпасу.*
3. Успенский В.Б., Некрасова М.В. Измерения ускорения и угловой скорости твердого тела с помощью избыточной системы акселерометров. *Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Серія: Динаміка і міцність машин*. Харків, 2011. № 63. С. 138-145.  
*Здобувачем розроблено метод відновлення прискорення і кутової швидкості за допомогою надлишкової системи акселерометрів.*
4. Некрасова М.В., Озеряний С.А., Глазунова С.Н. О коррекции накапливающейся постоянной ошибки при определении ориентации в бесплатформенных инерциальных навигационных системах. *Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Серія: Динаміка і міцність машин*. Харків, 2012. № 67. С. 77-83.  
*Здобувачем розроблено спосіб корекції постійної похибки при визначенні орієнтації в БІНС.*
5. Успенский В.Б., Некрасова М.В. Метод калибровки акселерометрического измерительного модуля. *Вісник Національного технічного університету України «КПІ». Збірник наукових праць. Серія: Приладобудування*. Київ, 2012. №44. С.15-23.  
*Здобувачем побудована модель похибок та проведено дослідження методу калібрування.*
6. Некрасова М.В., Успенский В.Б. Определение требований к точности калибровки блока измерителей в составе акселерометрической БИНС. *Авиационно-космическая техника и технология*. Харьков, ХАИ, 2015. №2 (119). С.63-68. (Входить до Index Copernicus, Google Scholar, eLIBRARY.RU та інших)  
*Здобувачем проведено аналіз та визначені вимоги до точності калібрування вимірювачів в складі АБІНС.*
7. Успенский В.Б., Некрасова М.В., Багмут И.А. Способ повышения точности БИНС по измерениям кажущегося ускорения для управляемого объекта, который быстро вращается. *Вісник Національного технічного університету*

«ХП». Збірник наукових праць. Серія: Математичне моделювання в техніці і технологіях. Харків, 2018. № 27 (1303). С. 116 -120. (Входить до Ulrich's Periodicals Directory, Google Scholar, Index Copernicus та інших)

*Здобувачем теоретично обґрунтовано метод корекції кута крену за вимірами акселерометрів*

8. Патент на винахід, № 114141. Спосіб підвищення точності визначення орієнтації об'єкта, що швидко обертається навколо повздовжньої осі /Ю.О. Кузнецов, О.Я. Макаренко, В.Б. Успенський, М.В. Некрасова. Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України на винаходи 25.04.2017.

*Здобувачем проведено перевірку методу шляхом імітаційного моделювання.*

9. Некрасова М.В., Успенський В.Б. Алгоритм определения динамических параметров движения твердого тела по измерениям избыточной системы акселерометров. Материалы XXV Международной научной конференции «Математические методы в технике и технологиях». Саратов, 2012. т.6. С. 80 – 82.

*Здобувачем досліджено метод визначення динамічних параметрів руху об'єкту за вимірюваннями надлишкової системи акселерометрів.*

10. Некрасова М.В. Разработка и исследование метода калибровки системы акселерометров. Материалы X II Международной научно-технической конференции «Приладобудування: стан і перспективи», Киев, 2013. С. 25-26.

11. Некрасова М.В., Заплавский Е.О. Модель ошибок акселерометрической БИНС. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: тези доповідей XXVI міжнар. наук.-практ. конф.*, Харків, 16-18 травня 2014 р.: у 4 ч. Харків: НТУ «ХП», 2014. Ч. 1. С. 47.

*Здобувачем проведено уточнення моделі похибок БИНС за рахунок включення параметрів розміщення акселерометрів.*

12. Некрасова М.В. Модель ошибок акселерометрической БИНС. *Материалы докладов научно-технической конференции «Сергеевские чтения»*, Харьков, 2014. С.51-52.

13. Некрасова М.В. Определение области эффективного применения акселерометрических БИНС. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: тези доповідей XXVI міжнар. наук.-практ. конф.*, Харків, 16-18 травня 2016 р.: у 4 ч. Харків: НТУ «ХП», 2016. Ч. 1. С. 72.

14. Хабюк А.С., Некрасова М.В. Розробка методу калібрування акселерометричного вимірювального модулю. *Математичне моделювання в механіці та системах управління: тези доповідей X міжнародної науково-практичної конференції магістрів*. Харків. НТУ "ХПИ". Ч.1. С. 62.

*Здобувачем сформульовано задачу розробки та вдосконалення методу калібрування БИНС та наведено аналіз отриманих результатів.*

15. V. Uspenskyi, D. Breslavsky, M. Nekrasova, N. Shyriaieva, V. Mitielov Complexification of information in integrated navigation systems: uav case, *2nd International conference Differential Equations & Control Theory*, Szczecin, Poland, 2017.

*Здобувачем шляхом моделювання досліджено ефективність роботи інтегрованих навігаційних систем в різних режимах доступності супутникової інформації.*

16. Некрасова М.В. Метод корекції параметрів орієнтації високодинамічних об'єктів. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: тези доповідей XXVI міжнар. наук.-практ. конф.*, Харків, 17-19 травня 2017 р.: у 4 ч. Харків: НТУ «ХПІ», 2017. Ч. 1. С. 76.
17. Некрасова М.В. Алгоритм динамічного гірокомпасування для високоточних систем навігації та керування рухом. *Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я: тези доповідей XXVI міжнар. наук.-практ. конф.*, (16-18 травня 2018 р.), Харків, 16-18 травня 2018 р.: у 4 ч. Харків: НТУ «ХПІ», 2018. Ч. 1. С. 64.

## АНОТАЦІЇ

**Некрасова М. В. Гібридна інерціальна навігаційна система для об'єктів з високою кутовою динамікою.** – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.11.03 – гіроскопи та навігаційні системи. – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, 2019.

Розроблені методи підвищення точності функціонування БІНС для об'єктів, що швидко обертаються, на основі застосування надлишкової кількості акселерометрів. В рамках цього дослідження розроблена структура акселерометричної БІНС, обрана кількість та принцип розміщення надлишкової кількості акселерометрів. Розроблений метод функціонування такої БІНС в умовах швидкого обертання.

Побудована модель похибок та отримані точносні характеристики методу АБІНС. Досліджена область його ефективного застосування. Сформовані вимоги до акселерометрів згідно вимогам до системи.

Вдосконалений метод калібрування системи акселерометрів, в якому, окрім стандартних похибок, враховуються ще похибки розміщення акселерометра в блоці.

Розроблений метод корекції кутів для об'єктів, що швидко обертаються, з застосуванням екстремальних вимірювань акселерометрів. Це дозволяє підвищити точність автономної навігації для таких об'єктів.

Проведене моделювання алгоритма АБІНС в умовах обертання об'єкту.

**Ключові слова:** навігаційна система, акселерометр, кутова швидкість, прискорення, параметри орієнтації, кут крену, обертання, системи координат, калібрування, модель похибок.

**Некрасова М. В. Гибридная инерциальная система для объектов с высокой угловой динамикой.** - На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.11.03 – гироскопы и навигационные системы. – Национальный



технический университет Украины «Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского», Киев, 2019.

Разработаны методы повышения точности функционирования БИНС для быстровращающихся объектов на основе применения избыточного количества акселерометров. В рамках этого исследования разработана структура акселерометрической БИНС, выбрано число и принцип размещения избыточного количества акселерометров. Разработан метод функционирования такой БИНС в условиях быстрого вращения.

Построена модель ошибок и получены точностные характеристики метода АБИНС. Исследована область его эффективного применения. Сформированы требования к акселерометрам в соответствии с требованиями к системе. Усовершенствован метод калибровки системы акселерометров, в котором, помимо стандартных погрешностей, учитываются еще и погрешности размещения акселерометра в блоке.

Разработан метод коррекции углов ориентации для быстровращающихся объектов с использованием экстремальных измерений акселерометров. Это позволяет значительно повысить точность автономной навигации для таких объектов. Проведено моделирование алгоритма АБИНС.

**Ключевые слова:** навигационная система, акселерометр, угловая скорость, ускорение, параметры ориентации, угол крена, вращение, системы координат, калибровка, модель ошибок.

**Nekrasova M.V. Hybrid inertial system for objects with high angular dynamics.** – With manuscript rights.

Thesis for candidate of technical sciences degree by speciality 05.11.03 – Gyroscopes And Navigation Systems. – National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Kiev, 2019.

Developed methods for improving the accuracy of the operation of the SINS for objects that rotate rapidly, based on the use of too many accelerometers. In the framework of this study, the structure of the accelerometer SINS was developed, the number and principle of placing an excess number of accelerometers was chosen. The method of functioning of such SINS in the conditions of rapid rotation has been developed.

It is determined that expanding the scope of inexpensive navigation systems in the specific area of highly dynamic objects, rather high characteristics of modern accelerometers and their low cost make research in the field of creating accelerometric SINS based on them relevant. In this work, to provide quality navigation in the dynamic movements of the object, the path of additional use of the redundant accelerometer system, specially located in the typical SINS design, is chosen. With such an accelerometer system, in the case of excessive angular velocity of the object, it is possible to obtain a sufficiently accurate estimate of the object, which is used in further information processing algorithms. The current tendency to miniaturize accelerometers and increase their accuracy at low cost also speaks in favor of the choice of the redundant accelerometer system as a means of solving the main research problem.

Thus, in order to extend the scope of navigation systems in the direction of objects with high angular dynamics, it is proposed to use an inertial system containing both

gyroscopic and excess accelerometers, and in which, depending on the conditions of movement, conventional inertial algorithms are used numerals, or such as are inherent in accelerometer SINS. Additionally, such a system also provides for the possibility of correcting the extended state vector due to satellite information. Such inertial navigation systems have been called hybrid inertial navigation systems.

An error model was constructed and the accuracy characteristics of the accelerometer SINS method were obtained. A linearized model of accelerometer errors is developed, which additionally takes into account the error of its installation in the measuring module. The existing models of accelerometer errors in the assembly were refined, which also takes into account the errors of its placement. An error determination method was developed based on the linearized model obtained and the least squares recurrence method. Test movements are also identified to provide sufficient informativeness of the experimental data. The efficiency of the developed method is studied at different levels of accelerometer error and experimental conditions. The area of its effective application is investigated. Formed requirements for accelerometers, in accordance with the requirements of the system. The method of calibrating the accelerometer system has been improved, in which, in addition to standard errors, the errors of the accelerometer in the unit are also taken into account.

A method for correcting angles for objects that rotate rapidly using experimental measurements of accelerometers has been developed. Computer simulation confirmed that acceleration SINS (without correction) in conditions where the object is rapidly rotating, is able to demonstrate higher accuracy than SINS standard configuration, but for such efficiency requires high-precision accelerometers and high calibration measuring accuracy. The use of an accelerometer SINS roll correction to maximize accelerometer impressions significantly improves the accuracy of autonomous calculation, and the roll angle error takes on a limited appearance. The main error in the correction condition is due to the discreteness of the time of measurement. This allows improving the accuracy of autonomous navigation for such objects.

It is determined that the optimal SINS composition for an extended range of uses should include three gyroscopes and an excess system of specially positioned accelerometers. To realize the correction of the vector SINS status must be equipped with a GPS receiver. In the case of low angular velocities, inertial sensors in the standard configuration are used for the calculation. At high angular velocity, it is advisable to measure part of the dynamic parameters, including angular velocity, with accelerometers. In the case of permanent uniaxial rotation of the object, the correction method of the magnitude of the measured apparent acceleration shall be used. As demonstrated in simulation conditions, this approach is capable of providing, for a long time, a fixed error in determining the rapidly changing roll angle and, in general, significantly improving the accuracy of the standalone channel compared to when not used.

The accelerometer SINS algorithm was simulated under the conditions of a rotating object.

**Keywords:** navigation system, accelerometer, angular velocity, acceleration, orientation parameters, roll angle, rotation, coordinate systems, calibration, error model.

Підписано до друку 26.10.2019р.  
Формат 60 x 84 1/16. Папір офсетний.  
Друк-цифровий. Умовн. друк. арк. 0,9. Тираж 100 прим. Зам. № 19022801

---

Надруковано у копії-центрі «МОДЕЛІСТ»  
(ФО-П Миронов М.В., Свідоцтво ВО4№022953)

м. Харків, вул. Мистецтв, 3 літер Б-1

Тел. 7-170-354

[www.modelist.in.ua](http://www.modelist.in.ua)